Mots-clés :
Compatibilité électromagnétique, Environnement spatial, Essais

La compatibilité électromagnétique appliquée aux projets spatiaux

par J. P. CATANI, *Centre National d'Etudes Spatiales*

La plupart des activités assurant la compatibilité électromagnétique d'un engin spatial ne diffèrent pas de tout autre système et présentent de nombreuses analogies avec les mobiles terrestres ou aéronautiques. Néanmoins l'environnement spatial, les missions demandées aux lanceurs et satellites, les contraintes de masse et de fiabilité, le confinement dans un volume restreint imposent des solutions spécifiques aux projets spatiaux.

L'ESSENTIEL

- Un engin spatial réunit dans un espace restreint des récepteurs ou des capteurs scientifiques à la limite de la sensibilité théorique avec des sources de puissance et des sources radioélectriques de plusieurs kilowatts.
- L'environnement naturel provoque l'électrisation du satellite, cause de décharges électrostatiques et de perturbations électromagnétiques à l'origine de pertes de contrôle en vol.
- Les contraintes de masse au lancement imposent de réduire les marges de compatibilité électromagnétique au strict nécessaire.

SYNOPSIS

- In a confined space, we find on a spacecraft receivers or scientific probes approaching the theoretical sensitivity together with power supplies and radioelectric sources of several kilowatts.
- Natural environment is cause of charging at the origin of electrostatic discharges, EMI and loss of spacecraft control.
- Constraints on launching mass require to reduce the electromagnetic margin to the minimum acceptable value.

1. INTRODUCTION

La compatibilité électromagnétique ou CEM est l'aptitude d'un système à fonctionner correctement dans une ambiance électromagnétique et inversement à ne pas polluer l'environnement par ses émissions électromagnétiques. Un lanceur ou un satellite, en tant que système autonome, doit produire son énergie électrique, la transformer et la distribuer aux équipements, il doit communiquer avec la Terre, il doit contrôler son attitude avec une grande précision, parfois il doit effectuer des mesures de nature scientifique d'une extrême sensibilité. Ces fonctions ne sont pas différentes de celles que l'on trouve sur d'autres mobiles. La résolution de la compatibilité électromagnétique présente de nombreux points communs avec ces systèmes. Néanmoins on s'attachera dans cet article à n'évoquer que les problèmes de compatibilité électromagnétique spécifiques d'un engin spatial.

2. GÉNÉRALITÉS

Comme dans toute situation où l'on doit assurer la compatibilité électromagnétique, on doit se préoccuper des interactions avec l'environnement naturel, avec l'environnement radioélectrique et également se préoccuper de la capacité du système à fonctionner sur ses propres perturbations, intentionnelles ou non.

L'application de la CEM aux satellites de télécommunications est d'abord comprise comme une gestion optimisée du spectre des fréquences radioélectriques et du contrôle des émissions. Ce problème est traité au niveau des instances internationales de coordination et de réglementation. On assiste actuellement à une augmentation sans précédent du nombre de satellites qui aboutit à un encombrement tel de l'espace que le partage des bandes de fréquence utilisées jusqu'à maintenant atteint ses limites, particu-

lièrement sur l'orbite équatoriale à 36 000 km, altitude des satellites géostationnaires. Il faut songer à d'autres fenêtres radioélectriques de l'atmosphère qui exigent une technologie hyperfréquence encore coûteuse. Une alternative (et un complément) est le développement des constellations qui permettent un degré de liberté supplémentaire dans la séparation angulaire des satellites vus depuis l'antenne au sol mais avec la nécessité de disposer d'antennes pointées.

Pour les satellites de télécommunication la compatibilité radioélectrique doit aussi être assurée à bord où l'on doit faire coexister dans un espace restreint des émetteurs d'une puissance radioélectrique permanente de quelques kilowatts avec l'étage d'entrée des répéteurs. Un problème équivalent se pose avec les satellites d'observation de la Terre par imagerie radar.

Les problèmes de CEM liés à l'environnement naturel s'appliquent surtout aux satellites géostationnaires qui évoluent dans le plasma électrisant de la couche neutre de la magnétosphère. Il en résulte une charge du satellite suivie de décharges d'électricité statique dont on ne peut pas dire que l'on sache les éviter totalement même si maintenant on en comprend bien le mécanisme.

Les satellites d'observation posent le problème du fonctionnement des capteurs optoélectroniques qui, du point de vue de la compatibilité électromagnétique sont des récepteurs de grande sensibilité et de grande bande passante. La compatibilité doit être assurée avec la distribution d'énergie de bord effectuée par des alimentations à découpage pour optimiser le rendement. Les satellites à objectif scientifique, dont les capteurs sont toujours à la limite théorique de sensibilité, sont soumis aux mêmes difficultés. Les contraintes drastiques d'économie de la masse à lancer ne laissent guère comme solution qu'un choix judicieux de la topologie du réseau de masse et des circuits d'interface de préférence à des filtres et blindages.

Pour un lanceur on a eu à se préoccuper d'une stratégie de sécurisation vis-à-vis du risque de foudroiement au sol avant le lancement ou au cours de la traversée de l'atmosphère lié aux effets primaires et électromagnétiques. Un lanceur est piloté sur sa trajectoire par sa centrale inertielle sans aucune possibilité de contrôle depuis le sol, en aucun cas on ne peut se permettre une commande erronée. On connaît au moins deux échecs de mise en orbite dus à des impulsions électriques parasites, le lanceur Europa sur une décharge électrostatique de la coiffe, un lanceur Atlas sur foudroiement en vol. Dans les deux cas la cause a été la perturbation du calculateur de pilotage. Une préoccupation dans le développement d'un lanceur de satellites est aussi de disposer d'une marge confortable sur les systèmes pyrotechniques utilisés en grand nombre pour les différentes opérations de séparation d'étages et parfois pour la neutralisation en cas de perte de contrôle. Enfin un souci est la compatibilité du lanceur et de sa charge utile lorsque l'option est prise, c'est le cas d'Ariane, d'autoriser le fonctionnement du satellite pendant le lancement.

3. *LES MÉTHODES*

3.1 Plan de contrôle de CEM

L'organisation des activités de compatibilité électromagnétique est sous la responsabilité du maître d'œuvre et sont menées par un ingénieur de CEM. Il est chargé de définir et faire appliquer le plan de contrôle de compatibilité électromagnétique qui couvre toutes les activités dans ce domaine depuis l'approvisionnement des équipements jusqu'à la livraison du système au client après la mise à poste en orbite. Ce plan a pour premier objet de préciser les responsabilités contractuelles de tous les intervenants. La compatibilité électromagnétique étant une activité de définition des interfaces on comprend l'importance à définir la règle du jeu avant l'apparition des conflits. Un document décrit donc l'organisation et le mode de gestion des non-conformités mais il impose dès le début du programme, au moment des appels d'offre pour les fournitures d'équipement, les contraintes d'interface en termes de spécification de limites d'émission et de susceptibilité, les règles de réalisation et les méthodes d'essais.

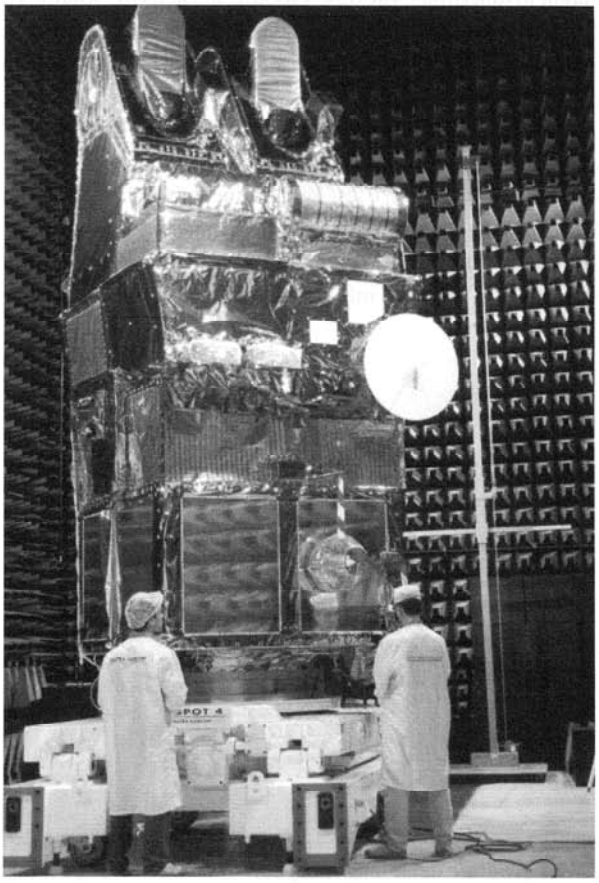
3.2 Spécification générale de CEM

Le document applicable en matière de CEM est la spécification générale de compatibilité électromagnétique. Elle inclut les contraintes externes de CEM avec l'environnement naturel, avec les autres systèmes, tout particulièrement le lanceur, et celles, internes, assurant l'autocompatibilité.

A ce jour il n'existe pas de standard de compatibilité électromagnétique auquel devraient répondre tous les projets spatiaux. Une spécification de CEM est établie pour chaque programme en réponse aux clauses techniques du contrat établi avec le maître d'ouvrage. En fait chaque maître d'œuvre dispose d'un standard interne, qui est le fruit de son expérience spatiale passée, qu'il applique avec un minimum de modifications d'un programme à l'autre. On y trouve les niveaux d'émission et de susceptibilité auxquels doit répondre le segment spatial (plateforme et charge utile) pour assurer la CEM intersystème (interfaces avec le lanceur et le centre de lancement) et la CEM avec l'environnement (les décharges électrostatiques et le champ magnétique terrestre). Ce document contient également les limites d'émission et de susceptibilité en courant, tension, champ électrique, champ magnétique imposées aux équipements.

Pour garantir la compatibilité intrasystème, on impose la marge de compatibilité électromagnétique. Par définition, c'est le rapport entre le niveau de susceptibilité du système mesuré en un point critique et le niveau réel de perturbation en ce même point. Au minimum, on doit assurer une marge de 0 dB qui consiste simplement à constater le fonctionnement correct. Dans ce cas, le niveau de perturbation frôle le niveau de susceptibilité sans toutefois le dépasser. Pour tenir compte de la différence entre les conditions de

mesure au sol et la configuration réelle en vol, il est prudent de prévoir une marge minimum de CEM que l'usage prescrit à 6 dB (facteur 2). Pour les équipements pyrotechniques, une marge de 20 dB (facteur 10) est exigée. Dès lors que l'on introduit une valeur chiffrée se pose le problème de son évaluation. La méthode la plus sûre consiste à reproduire le plus fidèlement possible le signal perturbateur mesuré en un point critique dans ses caractéristiques spectrales et temporelles et de l'injecter dans le système sur ce point après l'avoir amplifié dans un facteur égal à la marge requise. Cette méthode tend à remplacer celle généralement incorrecte consistant à simplement comparer les courbes de mesure d'émission et de susceptibilité de chaque équipement, ce qui exige une interprétation difficile pour prendre en compte la forme spectrale du perturbateur et la réponse fréquentielle de susceptibilité, sans parler du rôle des non-linéarités des circuits susceptibles dans la sommation des émissions.



1. Le satellite SPOT-4 en essai de compatibilité électromagnétique à Intespace. Les essais de compatibilité électromagnétique et radioélectrique sont effectués sur le satellite intégré dans une chambre anéchoïque de grande taille et dont le niveau d'empoussièrement est rigoureusement contrôlé. Seul manque le générateur solaire. (Photo CNES/Renaut Claria).

3.3 Plans d'essais

Le plan de contrôle doit aussi préciser les méthodes de démonstration du bon fonctionnement du système en orbite par analyse ou essais. C'est le rôle du Plan d'Essais. Un satellite d'applications est toujours l'enjeu d'une compétition commerciale, la réduction des coûts de développement et de fabrication est le souci permanent du maître d'œuvre, aussi les essais sur le modèle de vol intégré sont-ils réduits au strict nécessaire. Souvent on ne dispose pas non plus d'un prototype ou d'une maquette complète sur laquelle effectuer la qualification. L'effort des essais est porté au niveau de l'équipement, éventuellement du sous-système (alimentation, traitement et transmission de données, contrôle d'attitude,...). Le plan d'essais minimum au niveau du système comporte les mesures de champ rayonné en configuration de lancement (CEM avec le lanceur) et un essai fonctionnel de l'ensemble de la charge utile de télécommunications. Parfois on prévoit un essai de susceptibilité aux effets électromagnétiques des décharges électrostatiques.

Une difficulté est qu'il est impossible de faire fonctionner un satellite ou un lanceur au sol dans une configuration totalement représentative du vol. Par exemple l'énergie de bord d'un satellite est fournie en vol par le générateur solaire, un assemblage de près de 50 m^2 de cellules photovoltaïques qu'il faudrait déployer et éclairer selon le spectre solaire à la puissance de 1400 W/m^2. On est donc obligé de le remplacer par une source de laboratoire dont les connexions électriques entre le satellite et le banc d'essai modifient sensiblement l'interface électromagnétique. On se borne à faire des essais du satellite isolé, sans son générateur solaire, alimenté par les batteries de bord. On travaille dans de grandes chambres blindées anéchoïques avec une exigence de propreté (en poussières) de la classe 100 000.

3.4 Règles de réalisation.

Un autre document applicable à tous les intervenants du programme définit les Règles Générales de Réalisation Electrique. Leur respect devrait normalement assurer l'intégration des équipements sans reprise de définition. Ce document établi par le maître d'œuvre rassemble les contraintes de conception et de réalisation des équipements électriques. Il couvre des aspects aussi divers que les continuités électriques, les méthodes de mise à la masse des boîtiers et blindages, la disposition des connecteurs, le choix et la position des câbles, la description des circuits d'interface d'alimentation et de données logiques ou analogiques, leur impédance et leur niveau de bruit. Ces contraintes dépassent les seuls besoins de la CEM, ils ont également des répercussions sur l'architecture mécanique et thermique ainsi que sur les échanges de données à bord.

Sur un satellite de télécommunications, la puissance à distribuer atteint couramment 5 kW, on parle pour un proche futur de 10 ou 15 kW. Les courants d'alimentation

primaires dépassent 100 A. Le choix de la technologie résulte d'un compromis entre la chute de tension ohmique à garder la plus faible possible, à la fois pour des raisons d'économie de puissance et de dissipation thermique, l'inductance à minimiser pour éviter les surtensions lors des mises en route ou arrêts d'équipement et le maintien d'un moment magnétique sous un seuil spécifié pour faciliter le contrôle d'attitude.

Sur un satellite, s'il n'a pas à revenir sur Terre, il n'existe aucune contrainte d'aérodynamisme. Afin de minimiser la masse il est tentant de réduire la structure au minimum compatible avec l'ambiance vibratoire du lancement et de ne disposer que de légers écrans thermiques entre l'espace et les équipements. A la fois pour se protéger des émissions radioélectriques et des perturbations électromagnétiques induites par les décharges électrostatiques, après des expériences malheureuses en vol, il a été nécessaire de revenir sur cette option et de disposer tous les équipements électroniques sous un écran électromagnétique. Il est constitué de la structure principale du satellite associé à des blindages et filtrages sur les câbles traversant les parois de l'enceinte blindée.

4. COMPATIBILITÉ ÉLECTROMAGNÉTIQUE AVEC L'ENVIRONNEMENT NATUREL

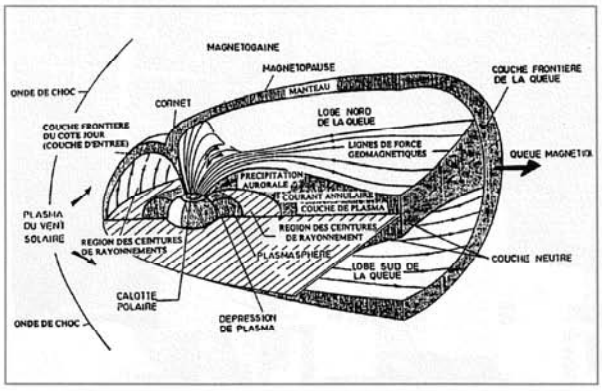
Les composantes de l'environnement naturel prises en compte dans la spécification de CEM sont les décharges électrostatiques (pour les satellites géostationnaires), le champ magnétique terrestre et le foudroiement (pour les lanceurs).

4.1. Décharges d'électricité statique induites par l'environnement

A l'altitude de 36 000 km, un satellite situé dans le plan équatorial a une vitesse angulaire égale à la vitesse angulaire de la Terre, ainsi il paraît immobile à un observateur terrestre. Une telle orbite procure une situation privilégiée, on y trouve la quasi-totalité des satellites de télécommunications et de radiodiffusion. Mais l'espace n'est jamais totalement vide, le plasma dans cette zone est constitué de populations d'électrons et d'ions à forte énergie. Le potentiel d'un satellite baignant dans ce milieu peut atteindre plusieurs centaines de volts, voire plusieurs kilovolts. Parce que la croissance du potentiel n'est pas uniforme, il apparaît sur le satellite des différences de potentiel du même ordre de grandeur. Lorsque la tension entre parties voisines dépasse le seuil de claquage, une décharge électrostatique sous vide se déclenche et crée un champ électromagnétique qui perturbe les équipements les plus susceptibles ou les plus exposés. Il peut en résulter un changement d'état intempestif des circuits électroniques du satellite avec parfois comme conséquence une perte de disponibilité du système. Ce problème est actuellement celui qui préoccupe le plus l'ingénieur de CEM des projets de satellites géostationnaires. Il n'existe aucun moyen raisonnable de reproduire l'environnement en plasma à l'échelle d'un satellite complet, également l'environnement électromagnétique lors des décharges est encore imprécis. On ne connaît aucun essai de niveau non excessif qui garantirait de façon certaine le fonctionnement en orbite. On détaille ci-après ce phénomène étudié depuis trente ans et qui est appréhendé sous tous ses aspects depuis quelques années seulement.

4.1.1 *Interaction électrostatique avec le milieu*

La zone de l'espace dans laquelle se trouve la plupart des satellites est la magnétosphère ; c'est la zone soumise au champ magnétique terrestre. Sa limite est la magnétopause, au-delà de laquelle on ne voit que le champ magnétique d'origine solaire, beaucoup plus faible. On sait qu'une particule chargée a une trajectoire qui s'enroule en hélice autour d'une ligne de champ magnétique. La séparation des lignes de champ magnétique solaire et terrestre par la magnétopause accompagne la séparation du plasma solaire (le vent solaire) et du plasma magnétosphérique. La position de la magnétopause dépend de la pression du vent solaire, ses variations rapides entraînent une instabilité du plasma magnétosphérique. En répercussion à l'activité solaire ce dernier peut prendre aux altitudes élevées (par exemple à l'altitude de 36 000 km) deux états extrêmes : un état peu dense mais très chaud (moins d'une particule par centimètre-cube de plusieurs dizaines de milliers d'électron-volts) qui charge le satellite à plusieurs kilovolts, ou un état de période calme où il est relativement froid (moins d'un électronvolt) et assez dense (plus de cent particules par centimètre-cube) qui maintient tout point de la surface du satellite à un potentiel inférieur à quelques volts.



2. Vue générale de la magnétosphère terrestre. On représente ici les lignes de champ magnétique qui sont également les trajectoires moyennes des flux de particules (électrons et ions). Les lignes de champ de basse altitude (<10 000 km environ) accompagnent la rotation diurne de la Terre tandis que les lignes de champ de haute altitude sont orientées selon la direction du soleil. L'onde de choc du vent solaire sur le dipôle géomagnétique est du côté du soleil.

Le satellite dans le plasma se charge comme une sonde de Langmuir. En première approximation le milieu est neutre et maxwellien : les densités et températures des ions et électrons sont peu différentes. Les courants de charge respectivement négatif et positif des électrons et protons privilégient la charge globalement négative par les électrons plus légers donc plus rapides qui créent plus de courant électrique à densité de charge et énergie égale. Le satellite a tendance à prendre une charge négative, le potentiel d'équilibre en volts étant voisin de la température électronique évaluée en électronvolts. On a mesuré sur des satellites spécialement instrumentés des potentiels absolus inférieurs à 20 kV en négatif. Une densité de courant de charge typique en période de grande instabilité (appelée orage géomagnétique) est la valeur, considérable, de 10 $\mu A/m^2$.

Ce n'est pas tant le potentiel absolu qui inquiète, mais l'apparition de différences de potentiel. Pour les parties du satellite éclairées par le soleil, la photoémission (en sens opposé du flux électronique incident dû au plasma magnétosphérique) par le rayonnement ultraviolet solaire, supérieure à 10 $\mu A/m^2$, est suffisante pour interdire la charge alors que les parties du satellite à l'ombre du soleil peuvent prendre les potentiels très négatifs signalés plus haut. Presque tous les matériaux utilisés en couverture du satellite sont isolants. Il s'agit d'une contrainte imposée par les responsables du contrôle thermique qui utilisent la propriété des films diélectriques transparents métallisés sur leur face arrière de réfléchir la lumière solaire visible qui contient la puissance incidente du soleil et d'émettre dans l'infrarouge la puissance dissipée à bord. L'absence de conductivité électrique en surface du satellite favorise donc l'apparition de différences de potentiel dangereuses entre composants jointifs.

4.1.2 *Décharges d'électricité statique*

Lorsque les tensions dépassent un seuil de claquage il en résulte des décharges électrostatiques. Les modes de claquages sont systématiquement étudiés pour chaque matériau et composant du satellite. L'expérimentation de laboratoire consiste à reconstituer le plus fidèlement possible l'ambiance d'électrons de l'orbite géostationnaire. Un phénomène qui est apparu surprenant aux premiers expérimentateurs est que dans tous les cas on observe l'expulsion instantanée vers l'espace des électrons emmagasinés dans le diélectrique pendant les heures de charge qui ont précédé. Il se comporte comme une cathode de diode électronique émettant un courant de plusieurs ampères dans le vide. La charge d'espace ainsi créée est de plusieurs dizaines de nanocoulombs dans un volume ne s'étendant que sur quelques dizaines de centimètres. L'impulsion de champ électrique local atteint 50 kV/m, en même temps le courant de rééquilibrage électrostatique dans la structure du satellite dépasse plusieurs ampères avec un front inférieur à 10 ns. Par couplage électrique et magnétique il apparaît sur les faisceaux de câblage du satellite soumis à cette perturbation une impulsion de tension supérieure à la centaine de volts, largement supérieure à ce que supporte habituellement un circuit électronique non spécialement protégé. Les effets électromagnétiques sont suffisants pour provoquer des changements d'état des circuits logiques avec pour conséquence des commandes erronées ou intempestives, des remises à zéro de calculateurs, des fausses alarmes, des arrêts inopinés de répéteurs, des dépointages d'antenne, etc.

4.1.3 *Méthodes de protection*

Un intense programme d'études techniques a permis de dégager des règles de conception dont on peut maintenant juger de l'efficacité. Eviter une charge excessive ou incontrôlée du satellite, limiter en nombre et amplitude les décharges électrostatiques, protéger les circuits logiques des impulsions de décharges sont les méthodes qui assurent aujourd'hui le bon fonctionnement des satellites lancés ces dix dernières années. Dans les programmes spatiaux les plus récents, une méthodologie rigoureuse est respectée afin d'assurer un fonctionnement exempt d'anomalies dues aux décharges d'électricité statique. Elle est fondée sur trois idées : des règles sur les choix des matériaux propres à éviter les décharges, des règles de conception pour réduire la susceptibilité des circuits en présence de décharge et des essais pour vérifier la mise en application de ces règles.

On réduit le risque de claquage en empêchant les montées en potentiel dangereuses. On cherche à diminuer la résistance des isolants afin d'écouler les charges vers les parties éclairées par le soleil et profiter de la photoémission. Tout matériau conducteur doit être relié à la masse commune par une résistance permettant l'écoulement des charges ; les diélectriques très isolants, capables de stocker la charge pendant plusieurs heures sont prohibés.

Comme on ne sera jamais certain d'avoir éliminé toute éventualité de claquage, on protège les circuits électroniques des équipements en les séparant du point de vue électromagnétique des sources de champ. Les panneaux de structure du satellite constituent une cage de Faraday souvent suffisante. Des circuits ou câbles extérieurs à cette structure sont également protégés par des blindages. Ceci ne peut s'appliquer à tous les équipements, dans ce cas on prévoit des filtres électriques aux connexions d'entrée des boîtiers.

4.2 Effets du champ magnétique terrestre

Le champ magnétique terrestre souvent ignoré sur Terre par les responsables de CEM est une composante importante de l'environnement des satellites.

4.2.1 *Couples perturbateurs*

Le champ géomagnétique crée un couple par interaction avec le moment magnétique du satellite. Bien qu'il soit beaucoup plus faible que sur Terre, 100 nT à comparer à 60 µT, le moment magnétique du satellite est assez élevé (10 à 30 Am^2) pour provoquer un couple perturbateur tendant à faire dériver les axes du satellite de leur direction assignée de pointage et être la cause d'un épuisement pré-

maturé des ergols utilisés pour le contrôle d'attitude et le maintien à poste sur l'orbite nominale. On doit spécifier une valeur maximum du moment magnétique du satellite en évitant les boucles de courant continu. L'utilisation de matériaux magnétiques dans les équipements est limitée, les aimants de focalisation des tubes à ondes progressives doivent être compensés. Un problème provient souvent des cavités hyperfréquences réalisées en alliage ferronickel à faible dilatation, matériau à forte perméabilité magnétique, qu'il faut remplacer par des matériaux composites à base de fibre de carbone ayant les mêmes performances de stabilité dimensionnelle mais plus coûteux.

4.2.2 *Magnétocoupleurs*

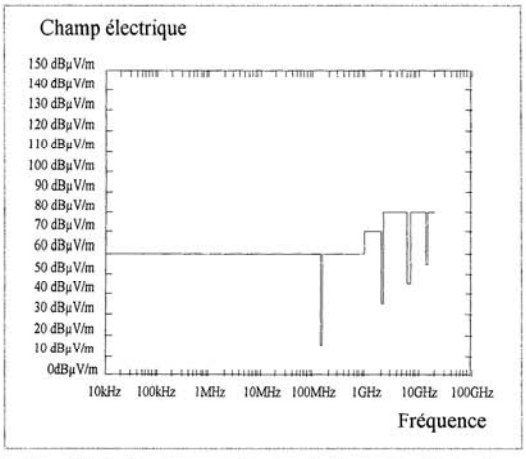
A contrario on peut utiliser le champ terrestre pour piloter le satellite à l'aide de magnétocoupleurs. Ce sont des bobines comportant plusieurs milliers de spires dans lesquelles on fait circuler un courant comme dans l'induit d'un moteur dont l'inducteur serait la Terre. Ces bobines produisent un moment magnétique supérieur à 100 Am^2. La contrainte sur le satellite est alors d'avoir un moment incontrôlé sensiblement inférieur. Ce même principe de contrôle d'attitude est parfois appliqué sur les satellites géostationnaires. Malheureusement l'activité géomagnétique est de très grande amplitude relative au niveau de l'orbite géostationnaire. Il arrive même que le vent solaire comprime la magnétosphère au-dessous de 36 000 km d'altitude, livrant le satellite au champ magnétique interplanétaire de sens opposé. Il en résulte une inversion intempestive du couple de pilotage.

4.3 Risque de foudroiement des lanceurs

Un lanceur de satellites n'est jamais protégé vis-à-vis de l'impact de foudroiement selon les normes aéronautiques. Il en résulterait un surcroît de masse jugé intolérable. Or le risque existe et doit être pris en compte.

Au sol le lanceur est protégé en permanence, soit à l'intérieur d'un bâtiment qui peut être ramené sur le lanceur en moins de trente minutes (Ariane-4), soit par un ensemble de quatre pylônes proches interceptant le foudroiement (Ariane-5).

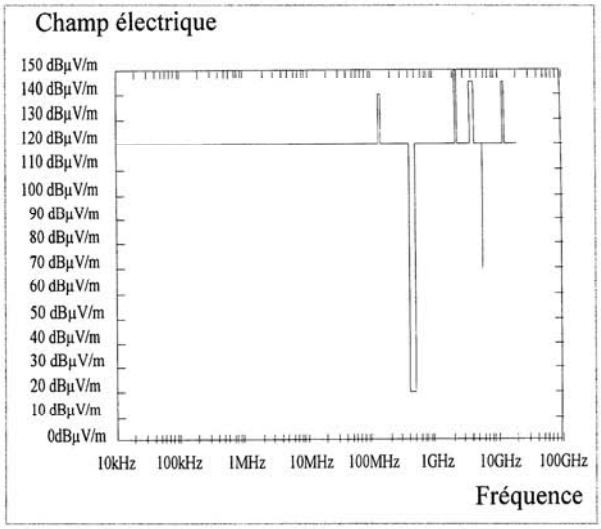
Le lancement n'est autorisé que si les conditions météorologiques assurent l'absence de risque de foudroiement en vol. Par un radar météo on vérifie que la trajectoire est suffisamment éloignée des cumulo-nimbus. Un indicateur utile est le champ électrostatique au sol dans la zone de lancement. Des nuages chargés induisent un champ électrostatique d'autant plus élevé que le risque de foudroiement est plus grand. Enfin une mesure de l'activité orageuse par les émissions radioélectriques des précurseurs de foudre et leur localisation fournit une indication précise du risque.



3. Limite d'émission rayonnée par le lanceur (émissions non intentionnelles). Le niveau mesuré à 1 m au-dessus de la case d'équipement du lanceur, au niveau du satellite, est maintenu à un niveau très faible (1 mV/m).

5. COMPATIBILITÉ RADIOÉLECTRIQUE EN PHASE DE LANCEMENT

Les documents contractuels qui régissent la compatibilité électromagnétique pour toutes les opérations de lancement sont constitués par le manuel d'utilisation Ariane et le manuel de préparation des charges utiles. Ils comportent toutes les contraintes d'interface mécanique, électrique, radioélectrique, ainsi que les contraintes de mise en œuvre que doit respecter le client. Il faut préciser que lors de la conception d'Ariane, un effort particulier a été consacré à la réduction de ces contraintes en raison de la concurrence sévère entre les fournisseurs de lanceurs. D'une part le niveau de propreté électromagnétique du lanceur est maintenu à un niveau assez bas pour ne pas perturber le satellite, d'autre part la susceptibilité du lanceur a été définie à un niveau assez sévère pour éviter un effort de développement



4. Limite du champ rayonné acceptable par le lanceur. Le niveau de susceptibilité du lanceur est au-dessus de 1 V/m dans toute la bande, au-dessus de 10 V/m dans les bandes d'émission des satellites, excepté dans les bandes de réception du lanceur. Ceci garantit la CEM du lanceur et du satellite sans essai d'intégration préliminaire.

supplémentaire au satellite en l'obligeant à trop limiter ses émissions.

5.1. CEM avec le lanceur

La compatibilité avec le lanceur est en majeure partie dans le domaine rayonné. Il existe bien quelques lignes de commande électrique mises à disposition de la charge utile mais elles sont suffisamment bien protégées pour ne pas créer de difficultés. La compatibilité en mode rayonné fait l'objet de vérifications systématiques. La première rencontre d'un satellite et de son lanceur n'a lieu que quelques jours avant le lancement. On veut éviter de découvrir un quelconque problème de CEM sur l'aire de lancement.

5.1.1 *Compatibilité radioélectrique.*

Le premier niveau de compatibilité concerne les émissions et réceptions radioélectriques intentionnelles. Le partage des fréquences est vérifié sur le plan de fréquences, en particulier pour ce qui concerne les fréquences de télémesure en bande S (trois fréquences sont allouées au lanceur), la fréquence de télécommande de neutralisation du lanceur et les fréquences du répondeur radar en bande C.

5.1.2 *Environnement électromagnétique.*

Le niveau maximum du bruit radioélectrique émis par le lanceur en direction de la charge utile est défini en champ électrique rayonné en bande étroite ainsi qu'en bande large de 14 kHz à 20 GHz. Les bandes utilisables par les satellites en réception sont spécialement protégées, la bande VHF de 148 à 150 MHz, la bande S de 2024 à 2121 MHz, la bande C de 5925 à 7075 MHz et la bande Ku de 14 à 14,8 GHz. En contrepartie le niveau de champ acceptable par le lanceur est indiqué au client. Ces contraintes se prolongent plusieurs secondes après la séparation. Ce délai assure qu'aucune commande erronée ne peut être comprise par le lanceur qui viendrait induire une fausse manœuvre du dernier étage avec risque de percussion du satellite.

5.2 CEM avec le centre de lancement

Pour assurer la CEM avec le centre de lancement des précautions sont prises : le Centre Spatial Guyanais exerce une surveillance permanente du spectre dans les bandes de télécommunications afin que les responsables du satellite puissent procéder sans interférences aux derniers contrôles avant lancement. Le champ électromagnétique sur le trajet entre le site de préparation et l'aire de lancement située à une dizaine de kilomètres est également relevé afin d'assurer l'absence de champ dangereux pour les étages d'entrée des répéteurs ou les composants pyrotechniques.

6. *COMPATIBILITÉ INTRASYSTÈME*

6.1. Champs radioélectriques

Un satellite de télécommunications est en premier lieu un ensemble de répéteurs : des émetteurs dont la puissance rayonnée totale dépasse le kilowatt et des récepteurs à très large bande qui ne devraient pas voir d'autre bruit que le bruit thermique inévitable de la propagation.

6.1.1 *Susceptibilité des répéteurs*

Un problème de compatibilité intrasystème est dû à la présence d'équipements sensibles aux rayonnements au voisinage des faisceaux d'antennes. L'efficacité de blindage demandée à la structure du satellite et aux boîtiers des équipements est à la limite des possibilités technologiques dans le domaine hyperfréquence. Malgré le soin apporté à la réalisation des joints à la fermeture des boîtiers il est difficile de tenir la spécification usuelle de susceptibilité au champ électrique ambiant de 1 V/m. Or le niveau réel peut dépasser 10 V/m dans la bande de fréquences nominale de l'amplificateur. Dans ce cas on interpose une feuille d'écran de blindage sous les couvertures d'isolation thermique entre le compartiment des répéteurs et l'espace extérieur. Ce blindage assure de plus une protection vis-à-vis des champs rayonnés par les décharges électrostatiques et des rayonnements ionisants présents dans la magnétosphère.

6.1.2 *Susceptibilité des capteurs d'attitude.*

Une attention particulière doit être portée au senseur d'horizon terrestre utilisé pour pointer les antennes vers une zone géographique précise. Il s'agit d'un détecteur fonctionnant dans l'infrarouge, très sensible à un échauffement parasite causé par le champ d'émission radioélectrique. Par nécessité cet équipement est situé à l'extérieur, sur la face orientée vers la Terre, il est difficile d'éviter toute interférence avec les émetteurs. Le champ électromagnétique vu par le senseur de Terre est couramment supérieur à 10 V/m, approchant 100 V/m. Un défaut envisageable est un décalage des références électriques. La vérification sur le satellite par des essais au sol nécessite la mise en œuvre d'un simulateur de Terre dans l'infrarouge et de mettre le satellite en configuration d'émission.

6.1.3 *Couplages entre antennes*

Seule la face tournée vers la Terre est utilisable pour disposer les antennes. La surface est réduite par la place disponible sous coiffe au moment du lancement. Même les antennes déployées restent proches du corps du satellite et des autres antennes. Les couplages doivent être analysés et validés par des essais à réaliser en chambre anéchoïque.

6.1.4 *Produits d'intermodulation*

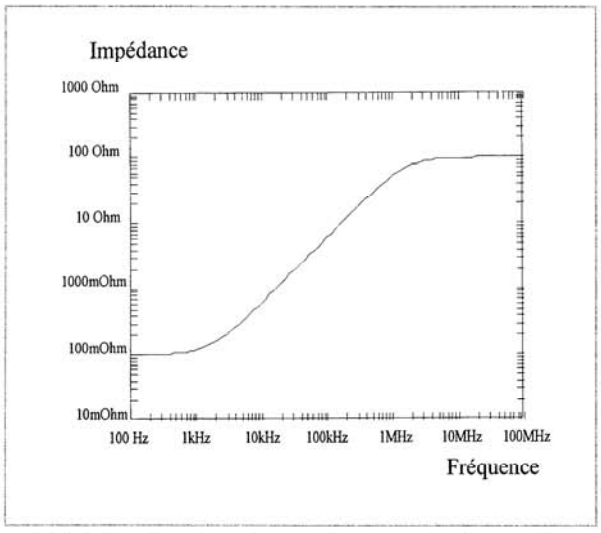
L'augmentation de taille des satellites permet l'augmentation des puissances émises ainsi que la présence de répéteurs dans toutes les bandes de télécommunications, aussi on se préoccupe du risque d'apparition des PIMP, les Produits d'InterModulation Passive, générés par les hétérogénéités de la structure du satellite. Un contact entre conducteurs différents présente une résistance dépendant du sens du courant et de son amplitude, phénomène accentué par la présence d'oxydes métalliques. Sur la structure du satellite on trouve un nombre considérable de telles jonctions en

particulier sur la face porte-antennes en raison de la diversité d'équipements. Si un contact est illuminé par deux faisceaux d'émission aux fréquences f1 et f2, il se comporte comme un centre de ré-émission à la fréquence des produits de mélange des faisceaux incidents nf1 + mf2, les nombres n et m prenant toute valeur entière positive, négative ou nulle. Si un récepteur à cette fréquence est en visibilité du point d'émission il le perçoit comme une source de bruit indésirable. Ce problème est d'autant plus délicat à résoudre que tout filtrage est impossible puisque le perturbateur se crée dans la bande nominale de réception en amont de l'antenne réceptrice. En ce sens il n'est pas comparable aux produits d'intermodulation créés dans le mélangeur du récepteur qu'on a l'habitude de résoudre. Par ailleurs la source provient d'éléments mécaniques qui, traditionnellement, ne sont pas soumis aux spécifications de CEM.

L'analyse de ce problème est effectuée en trois temps. En premier lieu on évalue le risque fréquentiel. En limitant n et m à des valeurs raisonnables, /n/ + /m/ inférieur à 5, on détermine le spectre des signaux parasites émis à partir des largeurs spectrales des émissions intentionnelles. Le risque fréquentiel est établi s'il y a recouvrement sur une bande de réception. Ce premier tri permet de réduire à un petit nombre les situations de conflit. Dans un second temps on détermine le risque géométrique. Chaque configuration à risque fréquentiel est analysée pour déterminer s'il existe des points de la structure situés à la fois dans deux faisceaux d'émission et dans un faisceau de réception. En cas de risque géométrique on évalue le risque d'amplitude, uniquement par la mesure, aucune analyse théorique ne permettant de calculer l'amplitude des produits d'intermodulation.

6.1.5 *Utilisation de la propulsion électrique*

Les prochaines générations de satellites utiliseront la propulsion électrique pour le maintien à poste. Le plasma émis par ces propulseurs est localement suffisamment dense pour réfracter les ondes électromagnétiques si le faisceau d'antenne traverse le jet de plasma. La conséquence est une perte de gain dans l'axe, une déformation des lobes et une dépolarisation de l'onde. Il s'ensuit une contrainte supplémentaire pour l'implantation des équipements (antennes et propulseurs), sur le satellite.



5. Spécification d'impédance d'une barre d'alimentation.

6.2 Bruit du système d'alimentation

6.2.1 *Impédance de source*

En ce qui concerne la CEM intra-système en mode conduit on spécifie avec précision l'impédance interne du réseau d'alimentation. Généralement les équipements sont branchés sur un même réseau, parfois on dispose deux réseaux d'alimentation, un pour la charge utile, un pour les équipements de servitudes de la plateforme. Ces réseaux sont, selon le satellite, régulés en tension ou branchés directement sur la batterie.

Dans le cas des satellites de télécommunications, les transmissions point à point sont effectuées selon la technique du partage de temps. Elle consiste à commuter la transmission d'une station à l'autre plusieurs dizaines de fois par seconde en ne gardant chaque liaison qu'une milliseconde. Cela peut conduire en cas d'indisponibilité d'une ou plusieurs stations au sol à des variations de grande amplitude de la puissance consommée par les répéteurs de bord puisqu'en l'absence d'une émission depuis le sol, il n'y a pas de signal à amplifier dans le répéteur de bord dont la consommation devient nulle. Par couplage dans l'impédance de la barre d'alimentation il en résulte des perturbations de la tension d'alimentation qui pourrait dépasser le critère de susceptibilité usuel de 1 à 3 Veff. On impose une limite supérieure à l'impédance de la barre d'alimentation qu'on respecte par augmentation de la section de câble (diminution de la résistance ohmique), par un choix judicieux de la topologie de distribution (diminution de l'inductance commune) et par des bancs de capacités de découplage.

6.2.2 *Convertisseurs d'alimentation continu-continu*

La distribution de puissance électrique est effectuée par des onduleurs et régulateurs de tension à découpage pour optimiser masse et rendement. Leur inconvénient est de produire un bruit cohérent à bande large sur la barre d'alimentation du satellite et dans le réseau de masse.

Le risque pour les satellites de télécommunications est la création de raies de modulation parasites sur les émissions reproduisant le spectre du découpage. Pour assurer la marge de CEM, d'une part, on impose aux modulateurs et émetteurs de supporter sur les entrées d'alimentation un bruit supérieur à 1 Veff ou plus, en mode différentiel et en mode commun, d'autre part, on limite l'émission de mode conduit de chaque convertisseur par l'emploi systématique d'inductances de mode commun de forte valeur.

Sur les satellites d'observation, d'une manière plus générale pour tous les satellites réalisant de l'imagerie, on craint l'apparition de structures de bruit cohérent sur l'image (moirages ou rayures) beaucoup plus visibles qu'un bruit déstructuré. Une technique consiste à synchroniser le découpage des alimentations sur les fréquences caractéristiques de lecture des circuits optoélectroniques. Si le bruit n'a pu être filtré suffisamment il restera la possibilité de l'éliminer par traitement logiciel.

6.2.3 *Susceptibilité des capteurs*

Les capteurs de certaines charges utiles scientifiques à mission astronomique sont des convertisseurs optoélectroniques extrêmement sensibles dans l'infrarouge, le visible, l'ultra-violet, le domaine X ou gamma selon le projet. Le signal utile élémentaire dépasse à peine quelques centaines de photons. Dans ce cas il n'est pas suffisant de considérer le bruit dans la bande de base qui va de zéro à quelques dizaines ou centaines de kiloHertz. La non-linéarité des capteurs et des amplificateurs produit une intermodulation qui ramène dans cette bande utile basse fréquence des signaux parasites transportés hors de cette bande, en particulier lorsqu'ils sont modulés en amplitude.

7. CONCLUSION

On a évoqué quelques-uns des problèmes de compatibilité électromagnétique spécifiques des engins spatiaux. Comme on a pu le voir ils se caractérisent par une grande diversité faisant même intervenir des domaines de la physique autres que l'électromagnétisme. On peut dire qu'il n'existe plus de problème de CEM qu'on n'ait su résoudre. Mais la CEM coûte encore trop cher dans un projet spatial, l'effort doit porter sur une meilleure connaissance des marges afin d'éviter les contraintes superflues. Les essais seront toujours nécessaires, mais une meilleure utilisation de la simulation numérique devrait permettre une extrapolation plus précise aux conditions de vol.

Jean-Pierre CATANI est diplômé de l'Ecole Supérieure d'Electricité. Entré au CNES en 1968 il a participé à de nombreux programmes nationaux ou européens. Depuis 1979, il est responsable du service de compatibilité électromagnétique du CNES. Il participe aux activités de normalisation internationale de la compatibilité électromagnétique appliquée aux engins spatiaux dans le cadre de l'ISO. Il est auteur de nombreux articles sur le sujet de la compatibilité électromagnétique et des phénomènes d'électrisation des engins spatiaux.